

(19)日本国特許庁 (J P)

(12) 公開特許公報 (A)

(11)特許出願公開番号

特開平7-27665

(43)公開日 平成7年(1995)1月31日

(51)Int.Cl.⁵

識別記号

庁内整理番号

F I

技術表示箇所

G 0 1 M 9/08

審査請求 未請求 請求項の数 1 O L (全 6 頁)

(21)出願番号 特願平5-169158

(71)出願人 000006208

三菱重工業株式会社

東京都千代田区丸の内二丁目5番1号

(22)出願日 平成5年(1993)7月8日

(72)発明者 荒川 正夫

名古屋市港区大江町10番地 三菱重工業株式会社名古屋航空宇宙システム製作所内

(72)発明者 杉浦 康夫

名古屋市港区大江町10番地 三菱重工業株式会社名古屋航空宇宙システム製作所内

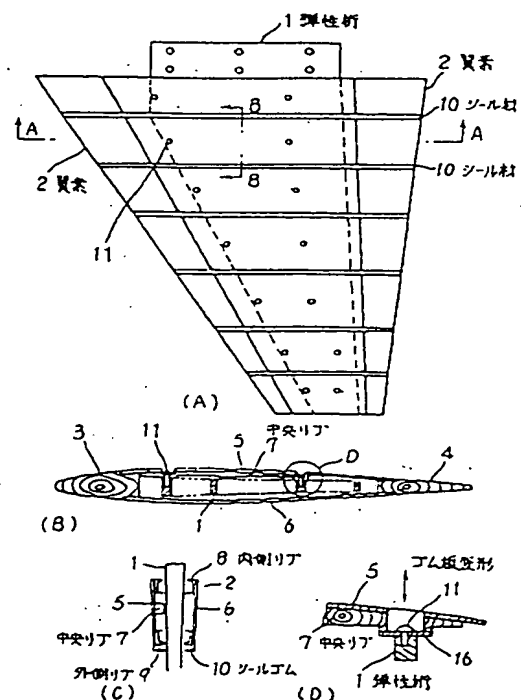
(74)代理人 弁理士 坂間 暁 (外1名)

(54)【発明の名称】 空力弾性試験用模型

(57)【要約】 (修正有)

【目的】 近來の薄翼の空力弾性試験用模型は従来模型の構造では製作が困難になって来たためこれを可能にする構造にするとともに、非等方性の複合材で製作された実機翼を模擬できる模型を提供する。

【構成】 剛性を相似にする弾性桁をアルミ合金から1体削り出して作成された多桁構造にし、外形形状を相似にする翼素を、一体構造のリブ本体とそれを補強する支持材で形成される内・外側リブをその両側端に配置するとともに弾性桁と連結するための中央リブを内・外側リブの中央に配置して形成し、翼幅方向に並設される翼素の間にし字形のシール材を配設した。これにより異方性の複合材で製作された実機翼の剛性と相似にでき、薄翼であっても翼断面形状を容易に形成でき且つ形成された断面形状の保持ができ、さらに並設された翼素間のシール性が良好で且つ隣接する翼素間の変位に伴う相互干渉を少くできる。



【特許請求の範囲】

【請求項1】 航空機翼の剛性と相似にされた弾性桁を翼幅方向に配設し、該弾性桁のまわりに、翼幅方向に複数個に分割され翼幅方向に並設された翼素、および前記並設された各翼素の間に配設されるシール材を取付けて航空機翼の外形形状と相似にして航空機翼の空力弾性試験に使用する風洞試験用模型において、前記弾性桁は素材からの一体削り出しで作成された多桁構造にされ、前記翼素はその内側と外側とに配設される環状のリブ本体とこれを補強する支持材とからなる内側リブ、外側リブおよび、内側リブと外側リブの中間に配設され翼素を前記弾性桁に連結する中央リブから構成され、前記シール材はその一片が前記リブ本体に接着され他片が翼の内方向に延伸されたし字形状に形成されていることを特徴とする空力弾性試験用模型。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【産業上の利用分野】本発明は、航空機の開発に先立ち、実際の航空機の翼（以下実機翼という）の空力弾性特性を把握するため、実施される風洞試験に使用される空力弾性試験用模型に関する。

【0002】

【従来の技術】従来の航空機の主翼、尾翼又は補助翼等の実機翼は、図5、特に断面図を示す図5（B）、図5（C）に示すように翼厚が大きく、且つアルミ合金で翼が製作されている。この実機翼のフラッタ試験を主とする空力弾性試験に使用する風洞試験用模型を製作する場合は、図5に示す構造が採用されている。即ち、翼の曲げ、振りの剛性は弾性桁21の剛性を実機翼の剛性と相似にして模擬させている。また、弾性桁21の実機翼の翼厚の大きい従来機であれば、アルミ合金の矩形断面あるいは変形した矩形断面形状の1本ビームで模擬させることができる。さらに、模型翼面上の気流を実機翼の気流と相似にするため、模型の平面形状および断面形状の外形形状を実機翼のそれと相似にする、弾性桁21の周囲の成形は、翼弦方向に切断されて翼幅方向に分割された複数個（図5の場合7個）の翼素22をシールゴムを介して翼幅方向に並設し弾性桁21に接合して行っている。翼素22は上下に2分割されるものが採用されている。図5に示す主翼の例では、下面側の各翼素に設けられる中央リブ27bが弾性桁21に、ビスA31の2本で取付けられ、これに上面側翼素をビスB32の4本で取付け外形形状のうちの翼断面形状を形成している。なお外形形状の平面形状は弾性桁21に取り付けられる翼素22の平面形状および翼素22間に介在させるシールゴム30で実機翼に相似に形成される。各翼素22の上下分割は翼中心線33で上下に分割する場合と、図5（B）に示す如く前縁整形片23、後縁整形片24を下面側翼素に接着する場合とがある。下面側翼素の中央部の断面形は、中央下面リブ27b、内側下面リブ28

b、それに外側下面リブ29bの3本で形成され、これに前縁整形片23、後縁整形片24、下面外板26が接着され、下面側翼素の断面形状が形成されている。同様にして上面側翼素も中央部の断面形は、中央上面リブ27a、内側上面リブ28a、外側上面29aの3本で形成され、これに上面外板25が接着されて、上面側翼素の断面形状が形成されている。

【0003】また、翼素22の翼幅方向の分割は翼に空気が作用した際に翼素22間で大きな段差が生じないこと。さらに翼素22を中央リブ27bを介して弾性桁21に接続した時に剛性変化が大きく生じないこと等を考慮に入れて分割数が決められている。この分割位置では風洞試験中に生じる翼の上下面に生じる圧力差によって空気が流れないようにシール材30が設けてある。このシール材30はスポンジゴムであり、翼厚が大きい機体では厚いスポンジが翼素22端部に設けられる前記外側リブ29a、29b又は内側リブ28a、29bの側面に貼付け可能なため空気の流通に対し十分抵抗体となり空気の流通を防止している。

【0004】しかし、上述した構造は、翼厚が大きく、且つアルミ合金等の等方性材料で翼が製作されている従来の実機翼と相似な空力弾性試験用模型を製作する場合には適用可能であるが、航空機の性能向上に伴い翼厚が薄く、さらに等方性材料のアルミ合金等から異方性材料の複合材に変えられて製作されている実機翼と、外形形状、剛性が相似な空力弾性試験用模型を製作する場合には、次の理由により適用出来ない。

（1）従来のアルミ合金等の等方性材料を用いた矩形断面形状の弾性桁21では、異方性材料で作られた実機翼の曲げ、振りの剛性と相似にすることができない。

（2）実機翼の翼厚が薄くなったことにより、これと相似にする翼素の製作が困難となるほか、従来の翼素22の各々は、中央部の断面形を内側リブ28a、28b、中央リブ27a、27b、外側リブ29a、29bの3本で形成しているが、翼厚が薄くなることによって、リブ厚も薄くならざるを得ず、このためバルサ材で製作されるリブ剛性も小さくなり断面形状の維持が難しい。

（3）数分割された翼素間のシール材30は、翼厚が大きければ翼素の端部に設けられる内側又は外側リブに接着シール部の厚みがとれ充分シール効果を得ることが可能であるが薄翼では、このようなシールの仕方ではシール効果が得ることが難しい。即ち、各翼素にそれぞれ作用する空気力により翼素が変位し、隣接する翼素に当接して剛性の変えることがない様に各翼素は離隔して配置され、しかも隣接する翼素間に翼上下面方向の空気の流れが生じない様にシール材30を配設するが、翼厚が大きければ翼上下面間の通路長さ（シール部厚み）を大きくでき、隣接する翼素が互いに干渉しない程度の程やかなシール材30配設でもシール効果は得られる。しかし翼厚が薄くなるとこの方法ではシール効果は得られない

からである。

【0005】

【発明が解決しようとする課題】本発明の空力弾性試験用模型は、次の事項を解決課題とする。

(1) 複合材等の異方性材料で製作された実機翼の剛性を相似できること。

(2) 翼厚が薄くなった実機翼の外形形状を相似でき、しかも風洞試験中において断面形状が変化しないこと。

(3) 外形形状を相似にする成形材を構成する複数の翼素が隣接する翼素と相互に干渉しないようにするとともに並設された翼素間のシールを良好に保持すること。

【0006】

【課題を解決するための手段】このため、本発明の空力弾性試験用模型は、弾性桁を素材からの1体削り出しで製作し異方性材料で製作された実機翼を模擬できる多桁構造とした。

【0007】また、薄翼にも適用できるようにするため、翼素を上下2分割にせず、一体構造の翼素とし、翼素の両端に環状のリブ本体とリブ本体の変形を防止する支持材とから構成される、内側リブと外側リブとを配設して翼素の断面形状を形成し、その変形を防止するとともに、内側リブと外側リブの中間に中央リブを設け、これで弾性桁と翼素とを連結した。

【0008】さらに翼素間のシールにはL字型のシール材を採用してシール材の一片を外側リブ又は内側リブを構成するリブ本体の外面に接着し、他片を翼の厚さ方向に深く延ばした。

【0009】

【作用】上述の手段により、本発明の空力弾性試験用模型は、異方性材料（例えば、CFRP）を用いた実機翼の曲げ剛性（曲げ、たわみ分布）、振り剛性（振り角分布）を多桁構造の弾性桁の採用により精度よく模擬できるようにする。

【0010】また、翼の外形形状を模擬する翼素を上下2分割構造から一体構造にすることによって薄翼の翼断面形状が形成でき、さらに風洞試験中においても断面形状が変形しない空力弾性試験用模型ができるようになった。又、翼素と弾性桁の結合を中央リブを設けて、これによって行うことにより多桁構造の弾性桁剛性を大きく変化させることなく翼素を弾性桁に連結出来るようになる。

【0011】さらに、翼素間のシールは翼上下面の圧力差による空気の流れを防止でき、かつ翼が変形したときこのシール材が突張って剛性変化をしないことが必要であるがL字状のシール材を用いることで、これらの問題をなくすことができる。

【0012】

【実施例】以下、本発明の空力弾性試験用模型の一実施例を図面にもとずき説明する。

【0013】図1は、翼素2が翼幅方向に7分割された

模型の平面図および部分断面図で、同一構造の翼素2が7組あり、これが弾性桁1にビス11の2本で取り付けられている。弾性桁1は、図2の弾性桁1の平面図および部分断面図に示すようにアルミ合金の素材を1体削り出し加工した多桁構造で翼の曲げ、および振り剛性を100%受持ち、翼根から翼端までその分布が実機翼の剛性分布と相似にされ実機翼を模擬している。7分割された翼素2は1カ所又は図1、図2に示すように2カ所で弾性桁1に結合される。翼素2は前縁整形片3、後縁整形片4、上面外板5、下面外板6、中央リブ（上のみ）7、内側リブ8、外側リブ9、シールゴム10で構成されており、組立は全て接着で行われている。特に翼断面形状維持のため翼素2の両側部に配設される内側リブ8、と外側リブ9は、図3にその詳細を示すように、1体削り出しの環状のリブ本体12と、リブ本体12を補強する支持材としてのリブ端板13から成り、これらを接着して構成されている。なお、リブ本体12とリブ端板13を1体加工により製作してもよい。さらに、翼が薄くなりリブ端板13を設けることができない場合は、4図に示す如くリブ本体12の中央にリブ本体12を補強する支持材としてスペーサ14を入れることによって翼断面形状を保持するようにすることもできる。但し、この場合翼素2を翼端から弾性桁1に翼根部に近い翼素2から入れこむ時、スペーサ14があると入らないため取り外し状態にして入れた後、翼素2が所定の位置に配置されてからスペーサ14を取付けるようにする必要がある。

【0014】さらに弾性桁1と翼素2の連結は、その連結によって剛性変化を起さないことが必要である。すなわち、翼素2と弾性桁1との着脱により剛性変化が生ずると翼の振動特性が変り実機翼を模擬しないものとなる。図5に示した従来の翼では弾性軸21に直角に入れた中央下面リブ27bと弾性桁21がビスA31で締結されており、この場合は剛性変化は殆んど生じないが多桁構造の弾性桁1を採用した、本実施例のものでは翼素2の弾性桁1への連結によって剛性変化の可能性が残るため、図1(B)および図1(C)に示すように内側リブ8と外側リブ9の中間で、これらのリブと並行に配置される中央リブ7を上面外板5の内側に接着して、この中央リブ7を介して翼素2と弾性桁1とを連結した。そしてこの連結は翼素2の前方と後方の2個所で行い前方の連結はビス11で剛結合としているが、後方の連結は図1(D)に示す如くゴム板16を介してビス11で結合し、翼素2の後部に弾性桁1からの上下方向の逃げができるようにしている。

【0015】次に、翼幅方向に並設された各翼素2の間をシールするシール材としてのシールゴム10は図1(A)に示すように7分割翼素2であれば6カ所に入れている。このシールゴム10は上面外板5、6と同一厚み(0.3~0.5mm程度)のL字形の長いもので

形成され、翼形状に合せ図 1 (C) に示すように翼素 2 の外側に設けられた外側リブ 9 の表面に、その一片が接着され翼素 2 の表面を形成する外板 5、6 と同一面にされている。さらに L 字の他の一片は翼面から内方向に延伸され隣接する翼素 2 の内側リブ 8 の端板 13 に軽く接触させシールを保持し、且つ隣接する翼素が互いに干渉しないようにしている。

【0016】なお、本実施例では質量分布、慣性モーメント等の空力弾性試験用模型に不可欠な質量特性の相似性については言及していないが、これらは従来の方が本実施例にも適用できることを付け加えておく。

【0017】

【発明の効果】以上、述べた様に本発明の空力弾性試験用模型によれば、特許請求の範囲に示す構成により、

(1) 複合材料を用いた実機翼でも、多桁構造の弾性桁にすることで、加工性の良いアルミ合金材料で剛性を相似にすることができるようになった。

(2) また、実機翼の外形形状と相似にする翼素を、一体構造のリブ本体と支持材で構成される内側リブ、外側リブを両側部に配置することによって、薄翼の実機翼でも外形形状を容易に形成でき、その変形を防止できるようになった。さらに中央リブを設けこれによって翼素を弾性桁に取り付けできるようにしたので、弾性桁を多桁構造としても、翼素の取付けによる剛性変化を小さくすることができるようになった。

(3) 並設される翼素間のシールは L 字状のシール材を採用することにより、シール部の厚みを大きくすることができシール性が良好になるとともに、翼素の変位によってシール材の変位が生じ隣接する翼素に当接しても、当接による剛性の変化を小さくすることができるようになった。

【図面の簡単な説明】

【図 1】第 1 図は、本発明の空力弾性試験用模型実施例を示す図で、図 1 (A) は平面図、図 1 (B) は図 1

(A) の矢視 A-A 断面図、図 1 (C) は図 1 (A) の矢視 B-B 断面図、図 1 (D) は図 1 (B) の D 部詳細図。

【図 2】本発明模型の弾性桁を示す図で、図 2 (A) は平面図、図 2 (B) は図 2 (A) の矢視 C-C 断面図、図 2 (C) は図 2 (A) の矢視 D-D 断面図。

【図 3】本発明模型の翼素を形成する内・外側リブの斜視図、図 3 (A) はリブ本体斜視図、図 3 (B) は支持材斜視図。

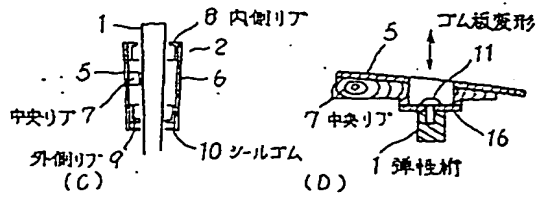
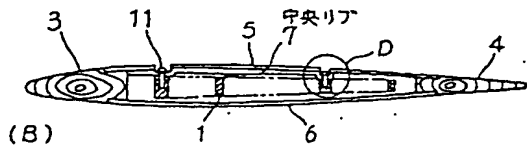
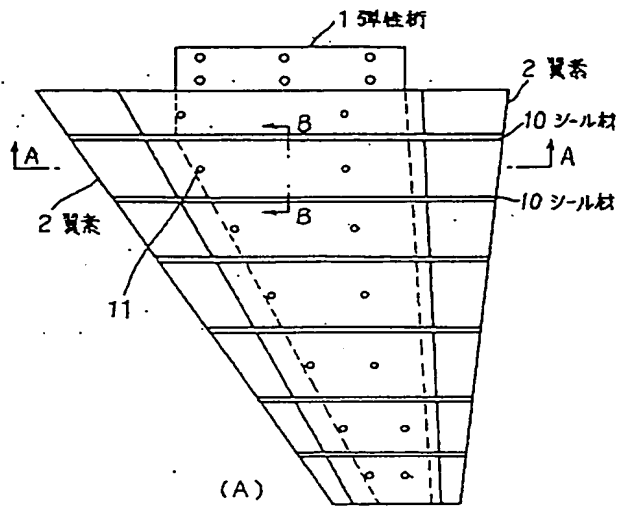
【図 4】本発明模型の翼素を形成する内・外側リブの他の実施例を示す斜視図。

【図 5】従来の空力弾性試験用模型を示す図で、図 5 (A) は平面図、図 5 (B) は図 5 (A) 矢視 E-E 断面図、図 5 (C) は図 5 (A) の矢視 F-F 断面図である。

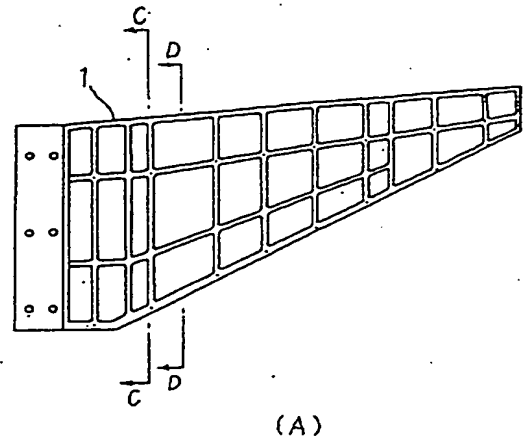
【符号の説明】

1	弾性桁
2	翼素
3	前縁整形片
4	後縁整形片
5	上面外板
6	下面外板
7	中央リブ (上面側のみ)
8	内側リブ
9	外側リブ
10	シールゴム
11	ビス
12	リブ (8, 9) 本体
13	リブ (8, 9) 端板
14	スペーサ
16	ゴム板
21	弾性桁
22	翼素
23	前縁整形片
24	後縁整形片
25	上面外板
26	下面外板
27 a	中央上面リブ
27 b	中央下面リブ
28 a	内側上面リブ
28 b	内側下面リブ
29 a	外側上面リブ
29 b	外側下面リブ
30	シール
31	ビス A
32	ビス B

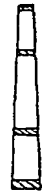
【図1】



【図2】

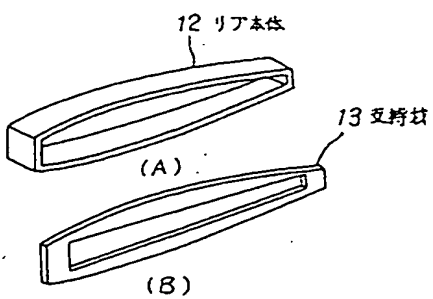


C

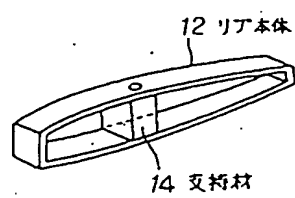


D

【図3】



【図4】



【図 5】

